

**OCA-185-A**

**IN THE UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK OFFICE**

Applicant: Sonoda et al.  
Serial Number: Unknown  
Filed: Concurrently herewith  
Group Art Unit: Unknown  
Examiner: Unknown  
Confirmation No.: Unknown  
Title: HIGH-TURNING AND HIGH-TRANSONIC BLADE

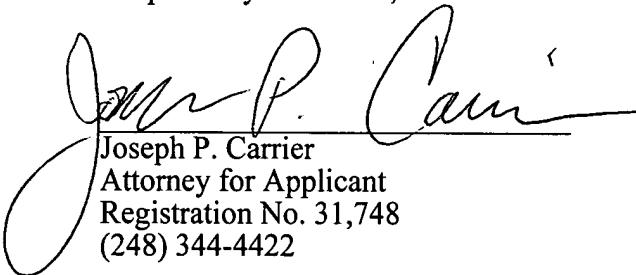
**TRANSMITTAL OF PRIORITY DOCUMENT**

Commissioner For Patents  
PO Box 1450  
Alexandria, VA 22313-1450

Sir:

In connection with the identified application, applicant encloses for filing a certified copy of: Japanese Patent Application No. 2003-083411, filed 25 March 2003, to support applicant's claim for Convention priority under 35 USC §119.

Respectfully submitted,

  
Joseph P. Carrier  
Attorney for Applicant  
Registration No. 31,748  
(248) 344-4422

Customer Number 21828  
Carrier, Blackman & Associates, P.C.  
24101 Novi Road, Suite 100  
Novi, Michigan 48375  
18 March 2004

I hereby certify that this correspondence is being deposited with the U.S. Postal Service as Express Mail Certificate ET986049515US in an envelope addressed to Mail Stop Patent Application, Commissioner For Patents, PO Box 1450, Alexandria VA 22313-1450 on 18 March 2004.

Dated: 18 March 2004  
JPC/km  
enclosures

  
Kathryn MacKenzie

**JAPAN PATENT OFFICE**

This is to certify that the annexed is a true copy of the following application as filed with this Office.

Date of Application:      March 25, 2003

Application Number:      Patent Application No. 2003-083411  
[ST.10/C]:                  [JP2003-083411]

Applicant(s):      HONDA MOTOR CO., LTD.

September 30, 2003

Commissioner,  
Japan Patent Office

Yasuo Imai

Certificate No. 2003-3080296

日本国特許庁  
JAPAN PATENT OFFICE

別紙添付の書類に記載されている事項は下記の出願書類に記載されている事項と同一であることを証明する。

This is to certify that the annexed is a true copy of the following application as filed with this Office.

出願年月日      2003年  3月25日  
Date of Application:

出願番号      特願2003-083411  
Application Number:

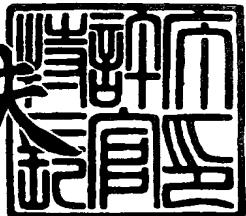
[ST. 10/C] :      [JP2003-083411]

出願人      本田技研工業株式会社  
Applicant(s):

2003年 9月30日

特許庁長官  
Commissioner,  
Japan Patent Office

今井康夫



【書類名】 特許願  
【整理番号】 H103067601  
【提出日】 平成15年 3月25日  
【あて先】 特許庁長官殿  
【国際特許分類】 F04D 29/38  
【発明の名称】 高転向・高遷音速翼  
【請求項の数】 6  
【発明者】  
【住所又は居所】 埼玉県和光市中央1丁目4番1号 株式会社本田技術研究所内  
【氏名】 園田 豊隆  
【発明者】  
【住所又は居所】 埼玉県和光市中央1丁目4番1号 株式会社本田技術研究所内  
【氏名】 有馬 敏幸  
【発明者】  
【住所又は居所】 埼玉県和光市中央1丁目4番1号 株式会社本田技術研究所内  
【氏名】 村田 耕史  
【特許出願人】  
【識別番号】 000005326  
【氏名又は名称】 本田技研工業株式会社  
【代表者】 吉野 浩行  
【代理人】  
【識別番号】 100071870  
【弁理士】  
【氏名又は名称】 落合 健

**【選任した代理人】**

【識別番号】 100097618

**【弁理士】**

【氏名又は名称】 仁木 一明

**【手数料の表示】**

【予納台帳番号】 003001

【納付金額】 21,000円

**【提出物件の目録】**

【物件名】 明細書 1

【物件名】 図面 1

【物件名】 要約書 1

【プルーフの要否】 要

【書類名】 明細書

【発明の名称】 高転向・高遷音速翼

【特許請求の範囲】

【請求項 1】 正圧を発生する腹面（S<sub>p</sub>）および負圧を発生する背面（S<sub>s</sub>）を有する多数の翼（W）を環状の流体通路に配置した軸流圧縮機用翼列に用いられる高転向・高遷音速翼において、

翼（W）の背面（S<sub>s</sub>）側の流速分布は、流速の最初の極大値（j）の後方であって前縁（E<sub>1</sub>）から翼弦長（C）の15%位置以内に流速が略一定の超音速部分を有することを特徴とする高転向・高遷音速翼。

【請求項 2】 前記超音速部分は、その前後端のマッハ数差（△M）をその翼弦方向長さ（△X/C）で除算した値が1未満であり、かつ前記超音速部分の最大マッハ数が1.4未満であることを特徴とする、請求項1に記載の高転向・高遷音速翼。

【請求項 3】 正圧を発生する腹面（S<sub>p</sub>）および負圧を発生する背面（S<sub>s</sub>）を有する多数の翼（W）を環状の流体通路に配置した軸流圧縮機用翼列に用いられる高転向・高遷音速翼において、

翼（W）の前縁（E<sub>1</sub>）部の背面（S<sub>s</sub>）側の曲率の最初の極小値（e）を十分に小とし、かつ前記極小値（e）から後方の曲率変化を小とすることで、前縁（E<sub>1</sub>）部に強い第1の衝撃波（SW1）を誘発して主流に圧力損失を発生させるとともに、前記第1の衝撃波（SW1）の後方に弱い第2衝撃波（SW2）を誘発して翼（W）の後流の圧力損失を低減することで、前記第1、第2の衝撃波（SW1, SW2）によるトータルの圧力損失を低減することを特徴とする高転向・高遷音速翼。

【請求項 4】 翼弦長（C）の5%位置以内に曲率の最初の極小値（e）を持ち、その極小値（e）が0.6未満であることを特徴とする、請求項1～請求項3の何れか1項に記載の高転向・高遷音速翼。

【請求項 5】 翼（W）の転向角（θ）が40°以上であることを特徴とする、請求項1～請求項3の何れか1項に記載の高転向・高遷音速翼。

【請求項 6】 主流のマッハ数は0.825以上で1.0未満であることを

特徴とする、請求項1～請求項3の何れか1項に記載の高転向・高遷音速翼。

#### 【発明の詳細な説明】

##### 【0001】

##### 【発明の属する技術分野】

本発明は、正圧を発生する腹面および負圧を発生する背面を有する多数の翼を環状の流体通路に配置した軸流圧縮機用翼列に用いられる高転向・高遷音速翼に関する。

##### 【0002】

##### 【従来の技術】

下記特許文献1には、軸流圧縮機の背面の曲率分布を、前縁部から減少して極小値になり、そこから増加して極大値になった後に、後縁部に向けて減少するようにし、これにより前縁部における衝撃波の発生を回避して圧力損失の低減を図るものが記載されている。

##### 【0003】

また下記特許文献2には、圧縮機の翼の前縁部の腹面側の形状および背面側の形状をミーンキャンバーラインに対して非対称にすることで、前縁部における流速の急激な変化を防止して圧縮効率の向上を図るものが記載されている。

##### 【0004】

また下記特許文献3には、飛行機の翼の揚力特性の向上を図るべく、翼の背面を曲率の異なる三つの領域に分割し、前縁近傍の翼弦長の10%未満の位置までの第1の領域では曲率が前縁部の大きな値から第1の極小値まで急激に減少し、それに続く第2の領域では曲率が前記第1の極小値から第1の極大値を経て翼弦長の40%未満の位置の第2の極小値まで変化するものが記載されている。

##### 【0005】

##### 【特許文献1】

特開平7-83196号公報

##### 【特許文献2】

特開平9-256998号公報

##### 【特許文献3】

米国特許第 4 6 5 5 4 1 2 号明細書

【0006】

【発明が解決しようとする課題】

ところで、上記特許文献 1 に記載された軸流圧縮機の翼は、前縁部の背面側における曲率分布が本願発明のものと類似しているが、その翼は転向角が極めて小さいタイプのものであり、本願発明が対象とする高転向型の翼とは基本形状および機能が異なっている。

【0007】

また上記特許文献 2 に記載された軸流圧縮機の翼は、前縁部の背面側における流速分布が本願発明のものと類似しているが、前記流速分布の前部あるいは一部が亜音速であり、本願発明が対象とする前縁部の背面側における流速分布が全て超音速である翼とは使用条件および機能が異なっている。

【0008】

また上記特許文献 3 に記載された翼は、前縁部の背面側における曲率分布が本願発明のものと類似しているが、その翼は飛行機に使用されるものであり、本願発明が対象とする軸流圧縮機用翼列に使用しても所期の性能を発揮できないものである。

【0009】

本発明は前述の事情に鑑みてなされたもので、軸流圧縮機用翼列に用いられる高転向・高遷音速翼の前縁部に発生する衝撃波をコントロールして圧力損失の低減を図ることを目的とする。

【0010】

【課題を解決するための手段】

上記目的を達成するために、請求項 1 に記載された発明によれば、正圧を発生する腹面および負圧を発生する背面を有する多数の翼を環状の流体通路に配置した軸流圧縮機用翼列に用いられる高転向・高遷音速翼において、翼の背面側の流速分布は、流速の最初の極大値の後方であって前縁から翼弦長の 15 % 位置以内に流速が略一定の超音速部分を有することを特徴とする高転向・高遷音速翼が提案される。

### 【0011】

上記構成によれば、軸流圧縮機用翼列に使用する高転向・高遷音速翼の背面側の流速分布が、流速の最初の極大値の後方の翼弦長の15%位置以内に流速が略一定の超音速部分を有するので、流速が最初の極大値になる位置で大きな第1の衝撃波を積極的に発生させることで前縁の近傍の空力負荷を高め、その後方の流速が略一定の超音速部分に発生する第2の衝撃波を弱めることができる。その結果、第2の衝撃波に伴う境界層の剥離を抑制して翼の後流の圧力損失を大幅に低減し、強い第1の衝撃波による主流の圧力損失の僅かな増加を相殺してトータルの圧力損失を低減することができる。

### 【0012】

また請求項2に記載された発明によれば、請求項1の構成に加えて、前記超音速部分は、その前後端のマッハ数差をその翼弦方向長さで除算した値が1未満であり、かつ前記超音速部分の最大マッハ数が1.4未満であることを特徴とする高転向・高遷音速翼が提案される。

### 【0013】

上記構成によれば、流速の最初の極大値の後方の超音速部分の流速の増加率、つまり超音速部分の前後端のマッハ数差を該超音速部分の翼弦方向長さで除算した値を1未満とし、かつ前記超音速部分の最大マッハ数を1.4未満とすることで、第2の衝撃波を弱めて境界層の剥離を確実に抑制することができる。

### 【0014】

また請求項3に記載された発明によれば、正圧を発生する腹面および負圧を発生する背面を有する多数の翼を環状の流体通路に配置した軸流圧縮機用翼列に用いられる高転向・高遷音速翼において、翼の前縁部の背面側の曲率の最初の極小値を十分に小とし、かつ前記極小値から後方の曲率変化を小とすることで、前縁部に強い第1の衝撃波を誘発して主流に圧力損失を発生させるとともに、前記第1の衝撃波の後方に弱い第2衝撃波を誘発して翼の後流の圧力損失を低減することで、前記第1、第2の衝撃波によるトータルの圧力損失を低減することを特徴とする高転向・高遷音速翼が提案される。

### 【0015】

上記構成によれば、軸流圧縮機用翼列に使用する高転向・高遷音速翼の前縁部の背面側の曲率の最初の極小値を十分に小とし、かつ前記極小値から後方の曲率変化を小としたので、前縁部に強い第1の衝撃波を積極的に誘発して主流に圧力損失を発生させ、その後方に誘発される第2の衝撃波を弱めて境界層の剥離を抑制することで翼の後流の圧力損失を低減するので、主流の圧力損失を補って余りある翼の後流の圧力損失の低減により、トータルの圧力損失を低減することができる。

#### 【0016】

また請求項4に記載された発明によれば、請求項1～請求項3の何れか1項の構成に加えて、翼の前縁部の背面側の前縁から翼弦長の5%位置以内に曲率の最初の極小値を持ち、その極小値が0.6未満であることを特徴とする高転向・高遷音速翼が提案される。

#### 【0017】

上記構成によれば、翼の前縁部の背面側の曲率の最初の極小値の位置を翼弦長の5%以内とし、かつ前記極小値を0.6未満とすることで、圧力損失の低減効果を最も効果的に發揮させることができる。

#### 【0018】

また請求項5に記載された発明によれば、請求項1～請求項3の何れか1項の構成に加えて、翼の転向角が40°以上であることを特徴とする高転向・高遷音速翼が提案される。

#### 【0019】

上記構成によれば、翼の転向角を40°以上とすることで、圧力損失の低減効果を最も効果的に發揮させることができる。

#### 【0020】

また請求項6に記載された発明によれば、請求項1～請求項3の何れか1項の構成に加えて、主流のマッハ数は0.825以上で1.0未満であることを特徴とする高転向・高遷音速翼が提案される。

#### 【0021】

上記構成によれば、主流のマッハ数を0.825以上で1.0未満でとするこ

とで、圧力損失の低減効果を最も効果的に発揮させることができる。

### 【0022】

#### 【発明の実施の形態】

以下、本発明の実施の形態を、添付図面に示した本発明の実施例に基づいて説明する。

### 【0023】

図1～図9は本発明の一実施例を示すもので、図1は実施例および比較例の翼列を示す図、図2は実施例および比較例の翼の背面の曲率分布を示すグラフ、図3は実施例の翼の入口マッハ数=0.90における背面および腹面の流速分布を示すグラフ、図4は比較例の翼の入口マッハ数=0.89における背面および腹面の流速分布を示すグラフ、図5は実施例および比較例の翼の前縁部の流速分布を示す図、図6は実施例および比較例の翼の損失係数の分布を示す図、図7は実施例および比較例の翼の翼列のピッチ方向の損失係数の分布を示すグラフ、図8は実施例および比較例の翼の損失係数のマッハ数に対する変化を示すグラフ、図9は実施例および比較例の翼の前縁部の形状を示す図である。

### 【0024】

本発明は軸流圧縮機用翼列に用いられる高転向・高遷音速翼に関するもので、図1に示す翼列のうち、実線は実施例の翼Wを示し、破線は比較例の翼Wを示している。前縁E<sub>1</sub>および後縁E<sub>t</sub>を結ぶ腹面S<sub>p</sub>（正圧面）および背面S<sub>s</sub>（負圧面）を有する翼Wは、キャンバラインの反りが大きい高転向型のもので、その転向角θは40°以上である。ここでは、翼列のピッチは翼弦長C（前縁E<sub>1</sub>および後縁E<sub>t</sub>間の距離）の50%とされる。

### 【0025】

図2は翼Wの背面S<sub>s</sub>（負圧面）の曲率分布を示すもので、実線で示す実施例の翼Wは、前縁E<sub>1</sub>（0%位置）の直後に第1の最大値aを持ち、40%位置付近に第1の極大値bを持ち、90%位置付近に第2の極大値cを持ち、後縁E<sub>t</sub>（100%位置）の直前に第2の最大値dを持つ。また前記第1の最大値aの直後に第1の極小値eを持ち、70%位置付近に第2の極小値fを持ち、前記第2の最大値dの直前に第3の極小値gを持つ。第1の極小値eは第1の最大値aの

直後にあり、その曲率は0.6と極めて小さくなっている。そして第1の極小値eから第1の極大値bに向かって曲率は緩やかに増加している。

### 【0026】

一方、破線で示す比較例は、15%位置付近に極大値hを持ち、70%位置付近に極小値iを持つ。比較例は15%位置付近に極大値hを持つのに対し、実施例は40位置付近に極大値bを持つため、その分だけ実施例の曲率変化が緩やかになる。

### 【0027】

尚、本明細書でいう「曲率」とは翼弦長Cで無次元化したものを指す。即ち、曲率は曲率半径の逆数であるが、この曲率半径は翼弦長Cで無次元化したものである。従って、実際の曲率半径が翼弦長Cに等しければ無次元化した曲率半径は1.0となって曲率は1.0となり、実際の曲率半径が翼弦長Cの2倍であれば無次元化した曲率半径は2.0となって曲率は0.5となり、実際の曲率半径が翼弦長Cの半分であれば無次元化した曲率半径は0.5となって曲率は2.0となる。

### 【0028】

実施例の翼Wの特徴は前縁E1の近傍の背面Ssの曲率分布にあり、前縁E1の直後の第1の最大値aの直後に第1の極小値eを持ち、第1の極小値eの後で曲率が緩やかに増加している。そして前記第1の極小値eは5%位置よりも前方で発生し、その値は0.6未満である。このような翼Wの前縁E1の近傍の背面Ssの曲率分布により、その背面Ssの圧力分布に顕著な特徴が発生する。

### 【0029】

図3に橢円で囲って示すように、実施例の翼Wの前縁E1の近傍の背面Ssの流速分布は、前縁E1の直後にマッハ数=1.60の第1の極大値jが発生し、そこからマッハ数=1.30の第1の極小値kまで急激に減少し、そこからマッハ数=1.35の第2の極大値lまで緩やかに増加した後に再び急激に減少する。第1の極小値kは翼弦長Cの3.9%位置において発生し、第2の極大値lは翼弦長Cの12.5%位置において発生している。第1の極小値kおよび第2の極大値l間のマッハ数差△Mは、 $\Delta M = 1.35 - 1.30 = 0.05$ であり、

第1の極小値  $k$  および第2の極大値  $l$  間の翼弦方向長さ  $\Delta X/C$  は、  $\Delta X/C = 0.125 - 0.039 = 0.086$  であり、従って第1の極小値  $k$  および第2の極大値  $l$  間の勾配は  $\Delta M \div \Delta X/C = 0.58$  となる。

### 【0030】

それに対して、図4に示す比較例の翼Wの前縁E1の近傍の背面Ssの流速分布は、前縁E1の直後にマッハ数=1.47の第1の極大値mが発生し、そこからマッハ数=1.30の第1の極小値nまで急激に減少し、そこからマッハ数=1.44の第2の極大値oまで急激に増加した後に再び急激に減少する。

### 【0031】

図5（A），（B）は実施例および比較例の翼Wの前縁E1部の流速分布を示す図であって、斜線の密な領域ほど流速が高く、衝撃波が強いことを示している。図6（A），（B）は実施例および比較例の翼Wの損失係数の分布を示す図であって、斜線の密な領域ほど、つまり  $R_4 > R_3 > R_2 > R_1$  の順に損失係数が大きいことを示している。

### 【0032】

図3で説明した実施例の翼Wの前縁E1の近傍の背面Ssの流速分布により、図5（A）に示すように、前記流速の第1、第2の極大値j, lに対応して、前縁E1の直後に第1の衝撃波SW1が発生し、その後方に第2の衝撃波SW2が発生する。第1、第2の衝撲波SW1, SW2は、第1の衝撲波SW1の方が第2の衝撲波SW2よりも遙かに強いものとなっている。

### 【0033】

その結果、図6（A）に示すように、第1、第2衝撲波SW1, SW2の後方の損失係数がやや高い領域R2が拡大するものの、翼Wの後方の損失係数が最も高い領域R4が大幅に減少することにより、トータルの損失係数を減少させることができる。

### 【0034】

一方、図4で説明した比較例の翼Wの前縁E1の近傍の背面Ssの流速分布により、図5（B）に示すように、前記流速の第1、第2の極大値m, oに対応して、前縁E1の直後に第1の衝撲波SW1'が発生し、その後方に第2の衝撲波

SW2' が発生するが、第2の衝撃波 SW2' の方が第1の衝撃波 SW1' よりも強くなっている。そのため、第2の衝撃波 SW2' の後方において境界層の大さな剥離が発生する。

### 【0035】

その結果、図6 (B) に示すように、第1、第2衝撃波 SW1' , SW2' の後方の損失係数がやや高い領域 R2 が減少するものの、境界層の剥離によって翼 W の後方の損失係数が最も高い領域 R4 が大幅に増加することにより、トータルの損失係数が増加していることが分かる。

### 【0036】

尚、実施例および比較例の翼 W の前縁 E1 近傍の形状は図9に示される。

### 【0037】

図7は翼弦長 C の 50% 位置における損失係数の、翼列のピッチ方向の分布を示すグラフであって、実線で示す実施例の翼 W は破線で示す比較例の翼 W に対して、翼列の隣接する翼 W 間の主流部分で損失係数が若干増加しているものの、翼 W の後流部分で損失係数が大幅に減少しているため、トータルの損失係数が減少していることが分かる。

### 【0038】

以上のように実施例の翼 W は、その前縁 E1 の直後に曲率の第1の極小値 e を設けて流速を増加させ、そこに強い第1の衝撃波 SW1 を積極的に発生させて前縁 E1 の近傍の空力負荷を高め、かつ曲率の第1の最大値 a の後方の第1の極小値 e の値を十分に小さくし、そこから後方にかけて曲率を緩やかに増加させることで、その後方の境界層の大剥離の原因となる翼前部（翼弦長 C のほぼ 15% 位置）に発生する第2の衝撃波 SW2 を弱めることができる。その結果、境界層の剥離を緩和し、第1、第2の衝撃波 SW1 , SW2 によるトータルの圧力損失を減少させることができる。

### 【0039】

一方、比較例の翼 W は、第1の衝撃波 SW1' が小さいために主流の損失係数は殆ど増加しないが、第2の衝撃波 SW2' が大きいために境界層が剥離して翼 W の後流の損失係数が大幅に増加してしまい、結果としてトータルの損失係数が

増加してしまうことになる。

#### 【0040】

図8は損失係数のマッハ数に対する変化を示すグラフであって、マッハ数が0.825未満の領域では実施例の翼Wの損失係数が比較例の翼Wの損失係数を若干上回っているが、マッハ数が0.825以上の領域では実施例の翼Wの損失係数が比較例の翼Wの損失係数を劇的に下回っており、損失係数の大きな低減効果が得られることが確認される。

#### 【0041】

以上の説明から明らかなように、本発明の翼Wは、背面S側の流速の第1の極大値jの後方に流速が略一定の超音速部分を有することが必須であり、かつ前記超音速部分の後端は翼弦長Cの15%位置（実施例では12.5%位置）以内にあることが必須である。また本発明の翼Wの効果を最大限に發揮させるには、曲率の第1の極小値eは翼弦長Cの5%位置よりも前方（実施例では3.9%位置）にあり、その第1の極小値eは0.6未満であることが望ましい。また前記超音速部分の勾配である $\Delta M \div \Delta X \div C$ の値は1未満（実施例では0.58）であり、かつ前記超音速部分における最大マッハ数は1.4未満（実施例では1.35）であることが望ましい。また翼列に対する主流の流入速度は、マッハ数が0.825以上で1.0未満の高遷音速であることが望ましい。

#### 【0042】

以上、本発明の実施例を詳述したが、本発明はその要旨を逸脱しない範囲で種々の設計変更を行うことが可能である。

#### 【0043】

##### 【発明の効果】

以上のように請求項1に記載された発明によれば、軸流圧縮機用翼列に使用する高転向・高遷音速翼の背面側の流速分布が、流速の最初の極大値の後方の翼弦長の15%位置以内に流速が略一定の超音速部分を有するので、流速が最初の極大値になる位置で大きな第1の衝撃波を積極的に発生させることで前縁の近傍の空力負荷を高め、その後方の流速が略一定の超音速部分に発生する第2の衝撃波を弱めることができる。その結果、第2の衝撃波に伴う境界層の剥離を抑制して

翼の後流の圧力損失を大幅に低減し、強い第1の衝撃波による主流の圧力損失の僅かな増加を相殺してトータルの圧力損失を低減することができる。

#### 【0044】

また請求項2に記載された発明によれば、流速の最初の極大値の後方の超音速部分の流速の増加率、つまり超音速部分の前後端のマッハ数差を該超音速部分の翼弦方向長さで除算した値を1未満とし、かつ前記超音速部分の最大マッハ数を1.4未満とすることで、第2の衝撃波を弱めて境界層の剥離を確実に抑制することができる。

#### 【0045】

また請求項3に記載された発明によれば、軸流圧縮機用翼列に使用する高転向・高遷音速翼の前縁部の背面側の曲率の最初の極小値を十分に小とし、かつ前記極小値から後方の曲率変化を小としたので、前縁部に強い第1の衝撃波を積極的に誘発して主流に圧力損失を発生させ、その後方に誘発される第2の衝撃波を弱めて境界層の剥離を抑制することで翼の後流の圧力損失を低減するので、主流の圧力損失を補って余りある翼の後流の圧力損失の低減により、トータルの圧力損失を低減することができる。

#### 【0046】

また請求項4に記載された発明によれば、翼の前縁部の背面側の曲率の最初の極小値の位置を翼弦長の5%以内とし、かつ前記極小値を0.6未満とすることで、圧力損失の低減効果を最も効果的に発揮させることができる。

#### 【0047】

また請求項5に記載された発明によれば、翼の転向角を40°以上とすることで、圧力損失の低減効果を最も効果的に発揮させることができる。

#### 【0048】

また請求項6に記載された発明によれば、主流のマッハ数を0.825以上で1.0未満でとすることで、圧力損失の低減効果を最も効果的に発揮させることができる。

#### 【図面の簡単な説明】

#### 【図1】

実施例および比較例の翼列を示す図

**【図2】**

実施例および比較例の翼の背面の曲率分布を示すグラフ

**【図3】**

実施例の翼の入口マッハ数=0.90における背面および腹面の流速分布を示すグラフ

**【図4】**

比較例の翼の入口マッハ数=0.89における背面および腹面の流速分布を示すグラフ

**【図5】**

実施例および比較例の翼の前縁部の流速分布を示す図

**【図6】**

実施例および比較例の翼の損失係数の分布を示す図

**【図7】**

実施例および比較例の翼の損失係数の翼列のピッチ方向の分布を示すグラフ

**【図8】**

実施例および比較例の翼の損失係数のマッハ数に対する変化を示すグラフ

**【図9】**

実施例および比較例の翼の前縁部の形状を示す図

**【符号の説明】**

C	翼弦長
E l	前縁
E t	後縁
e	曲率の極小値
j	流速の極大値
S p	腹面
S s	背面
W	翼
$\Delta M$	マッハ数差

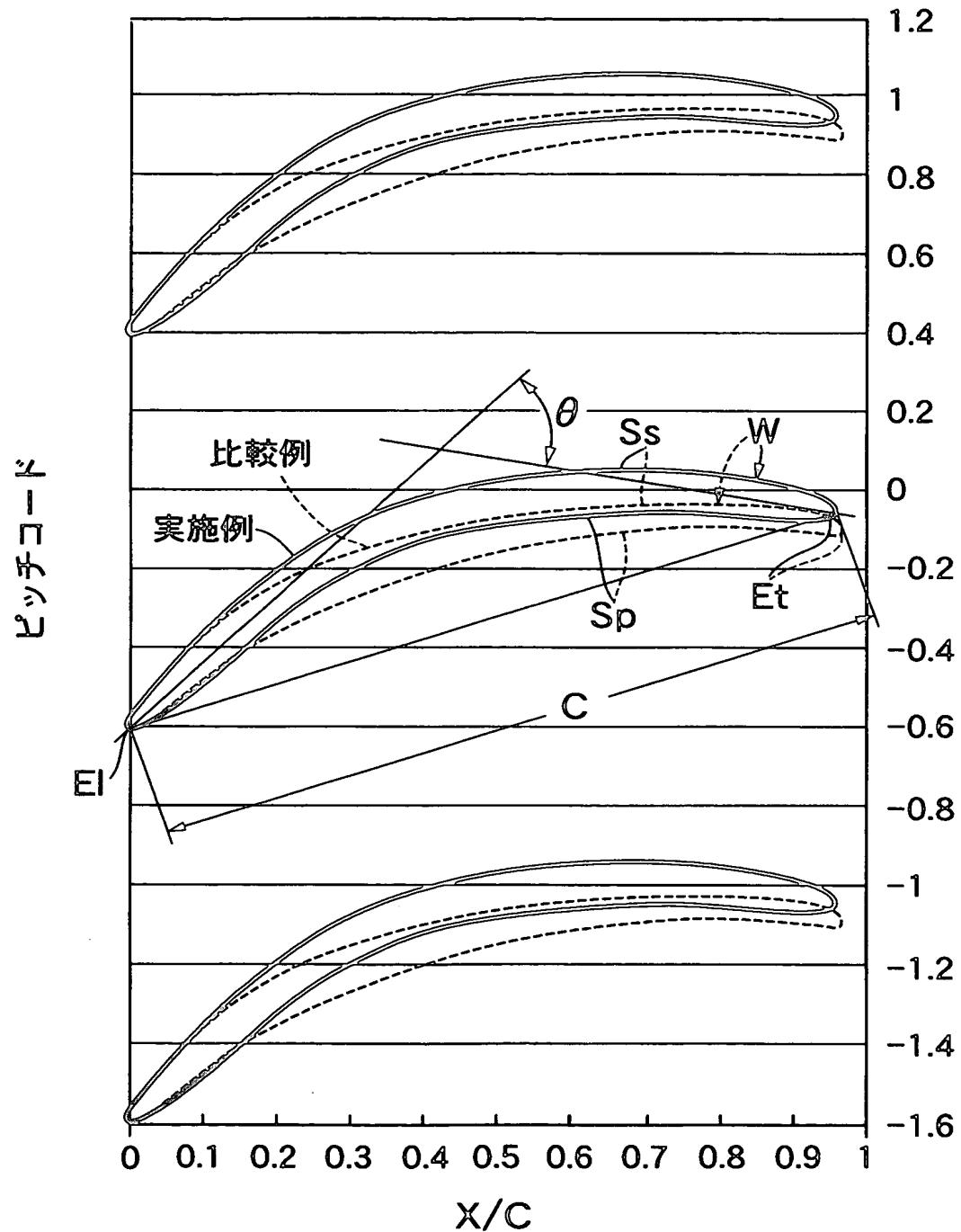
$\Delta X/C$  翼弦方向長さ

$\theta$  転向角

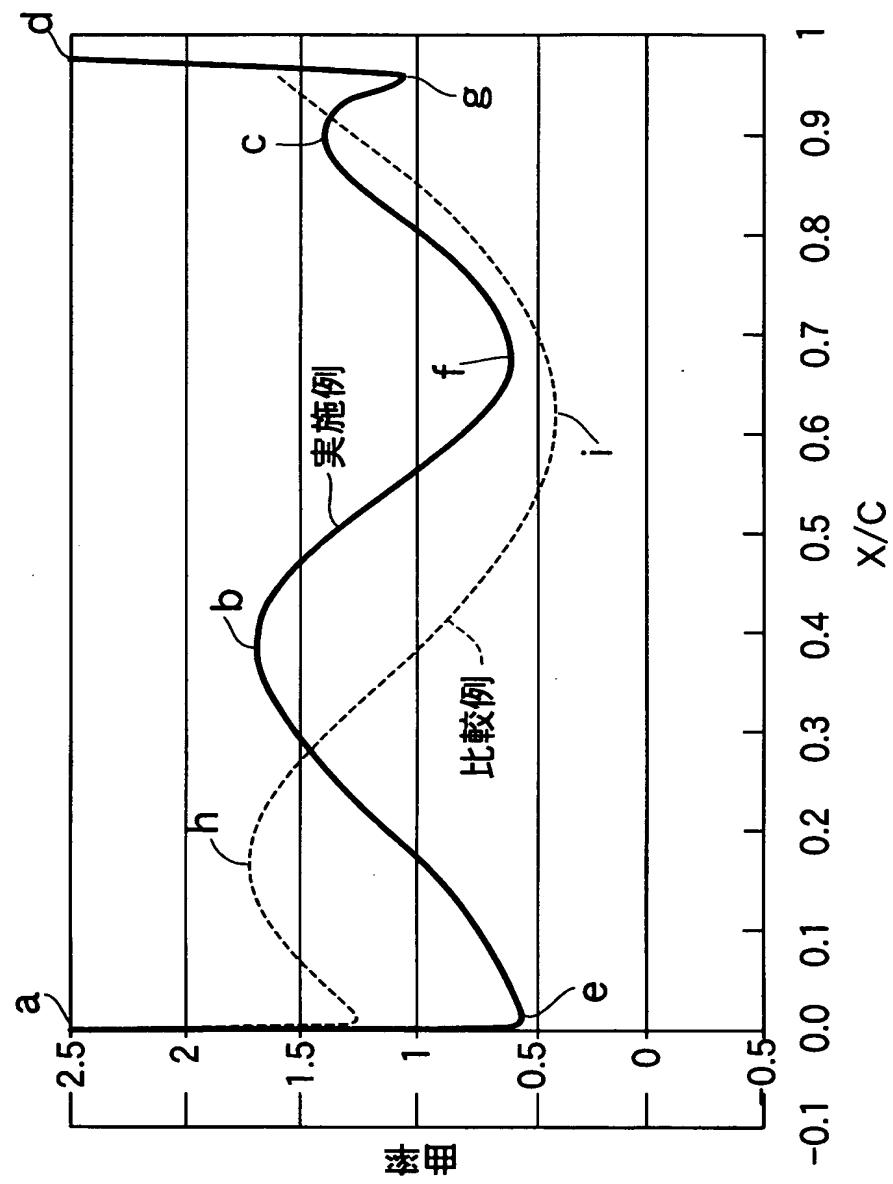
【書類名】

図面

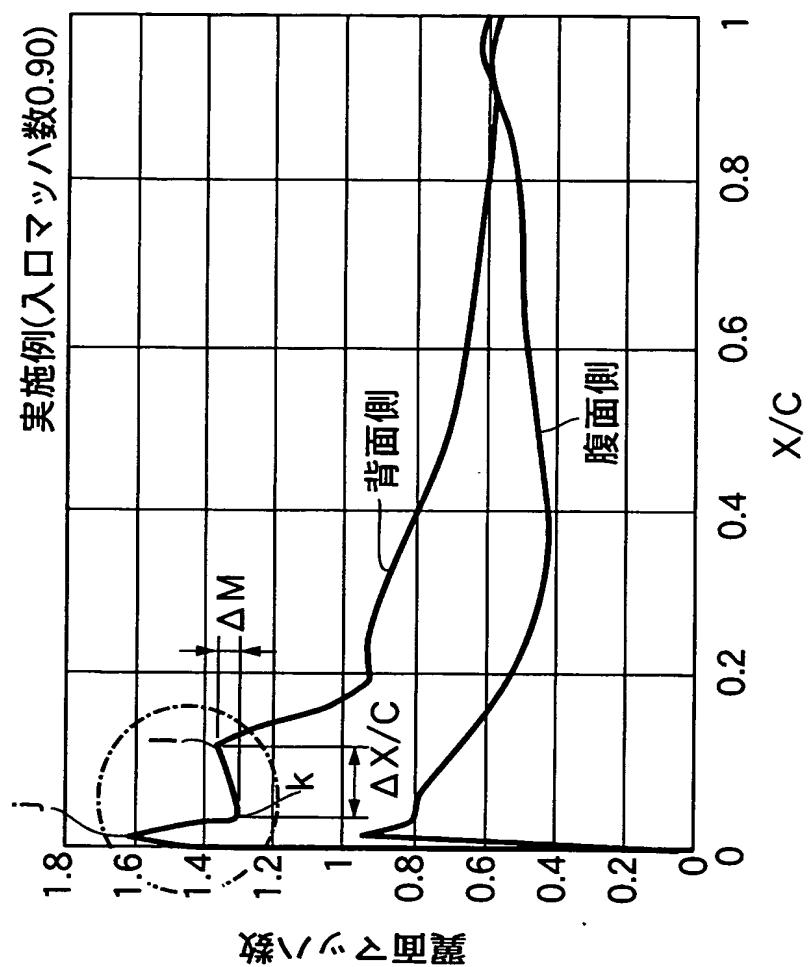
【図1】



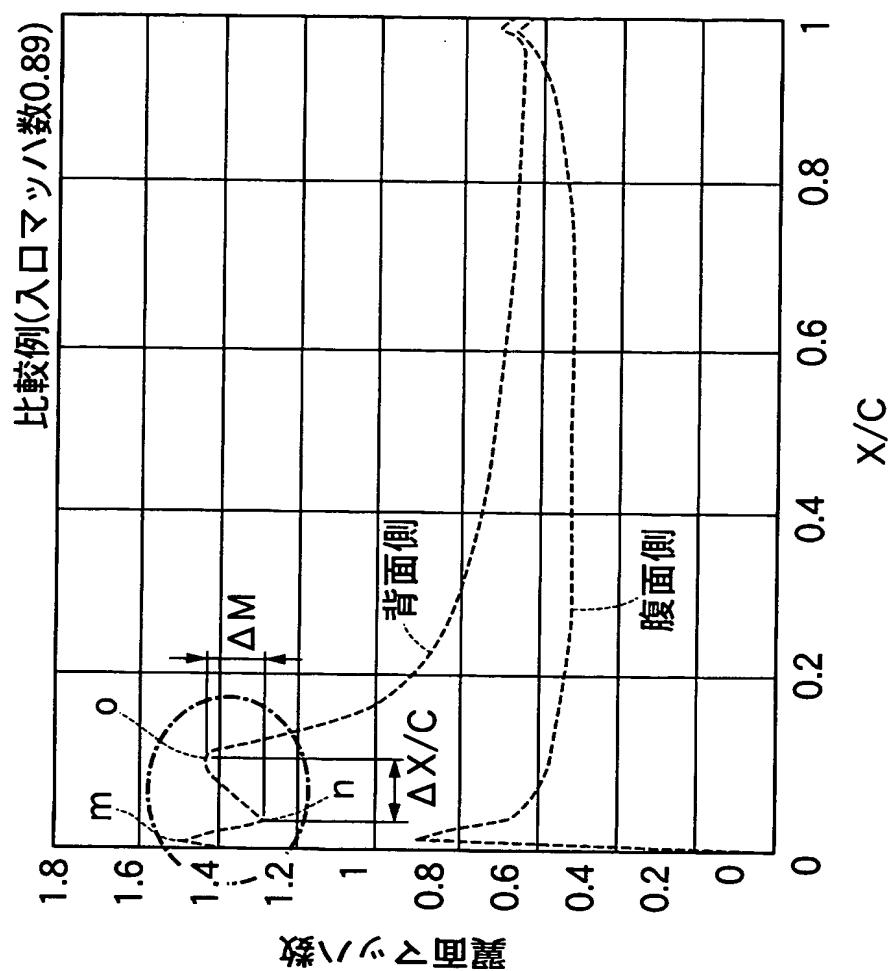
【図 2】



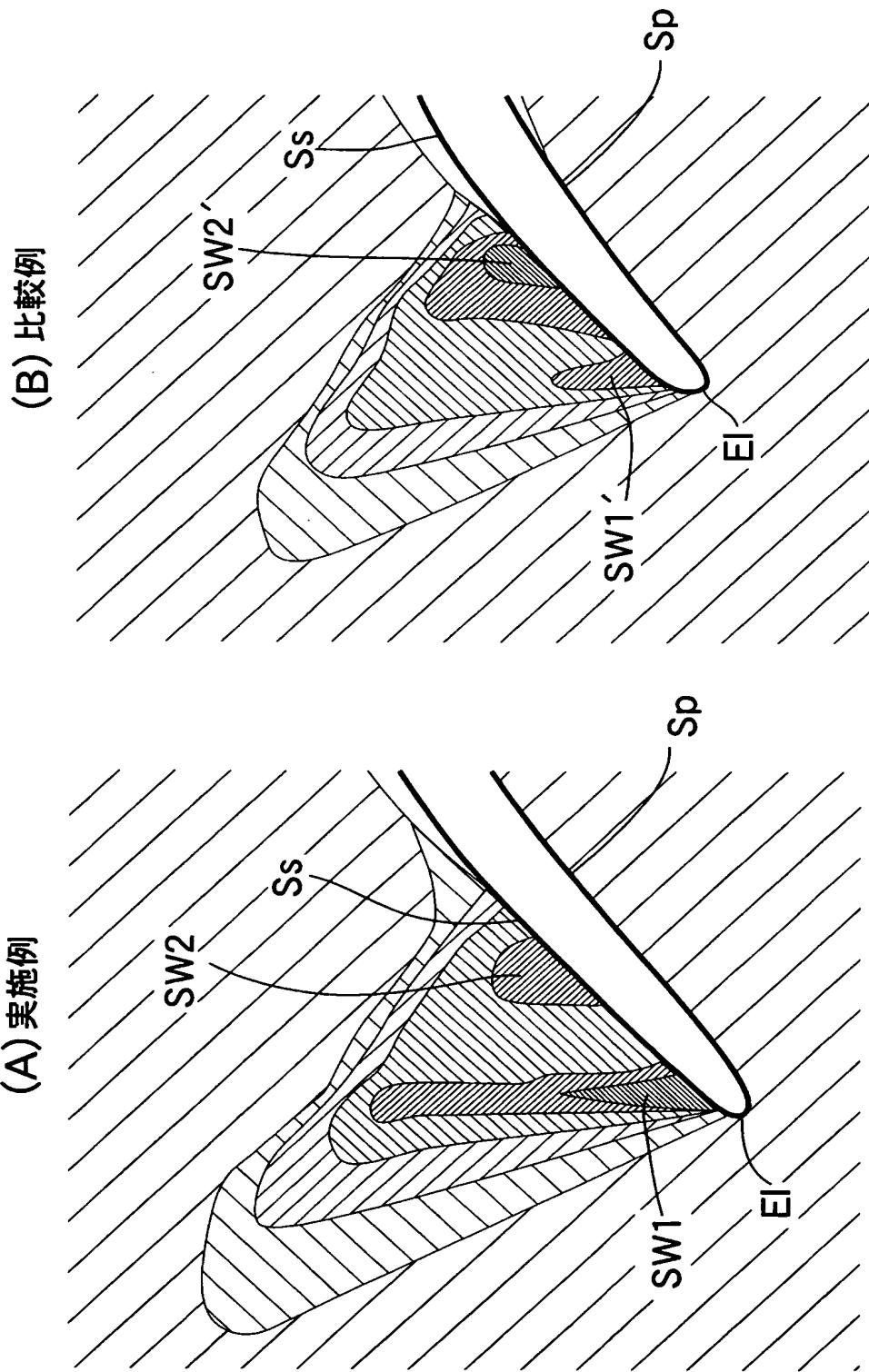
【図 3】



【図4】

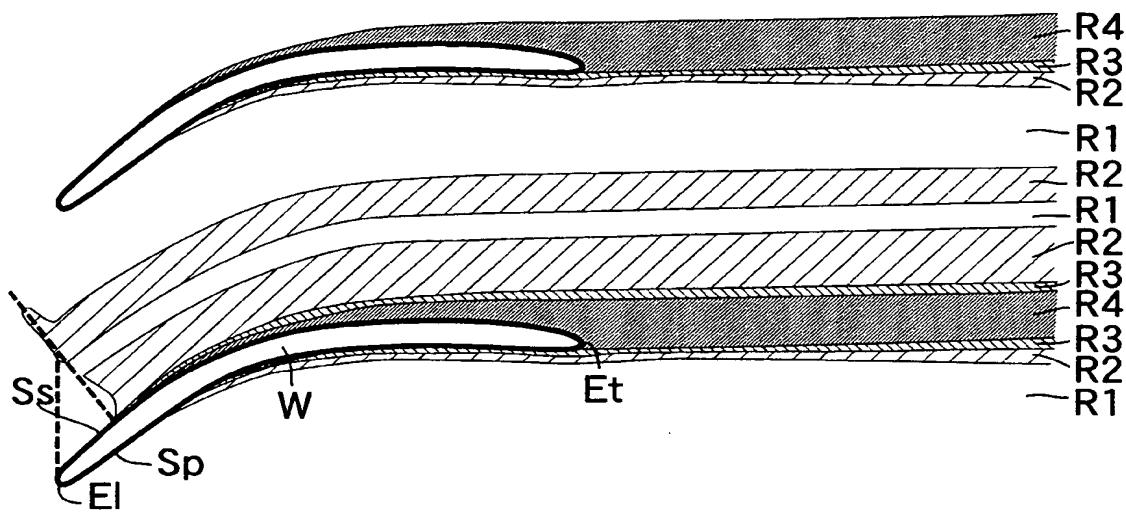


【図 5】

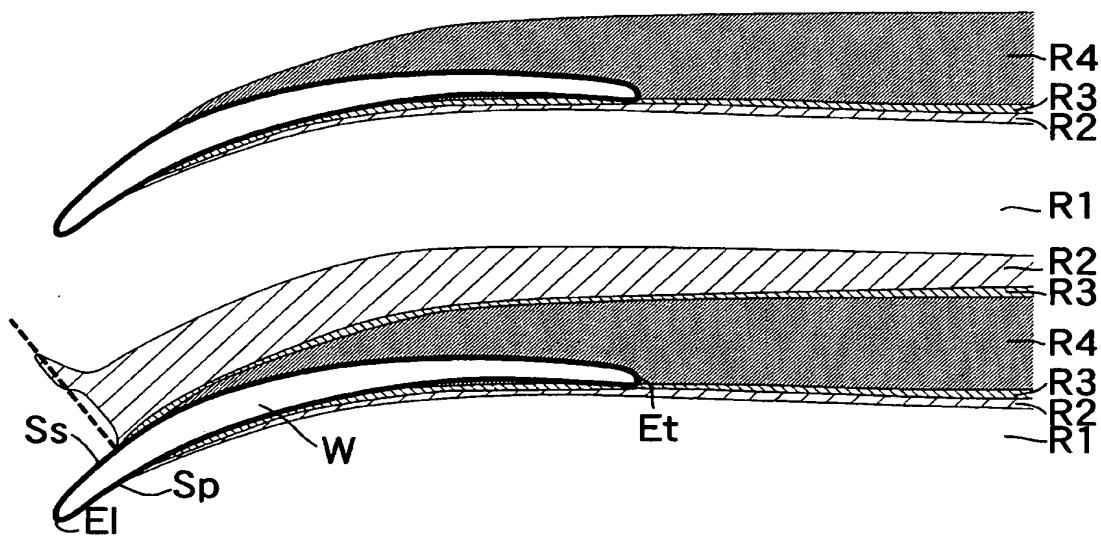


【図 6】

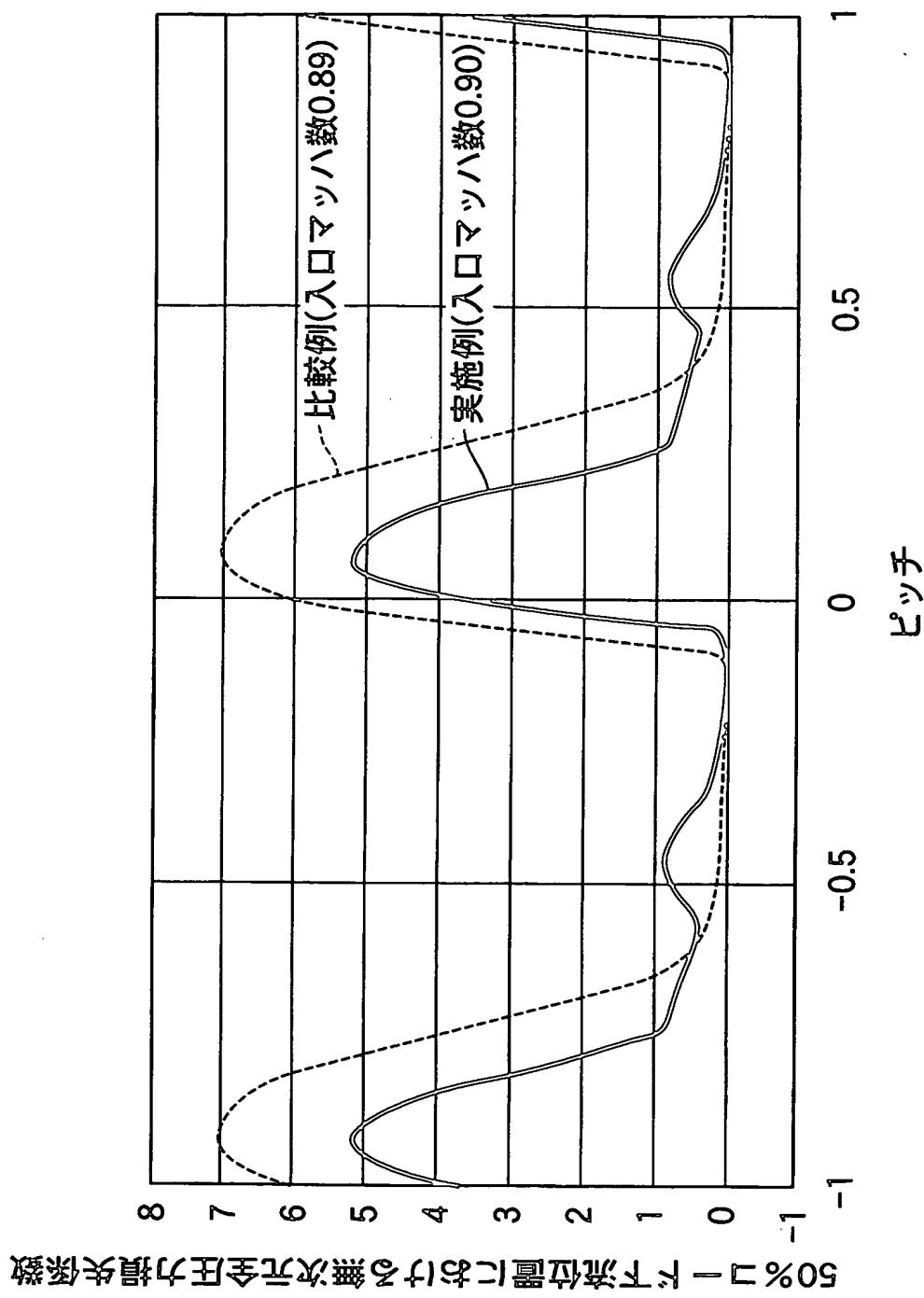
(A) 実施例



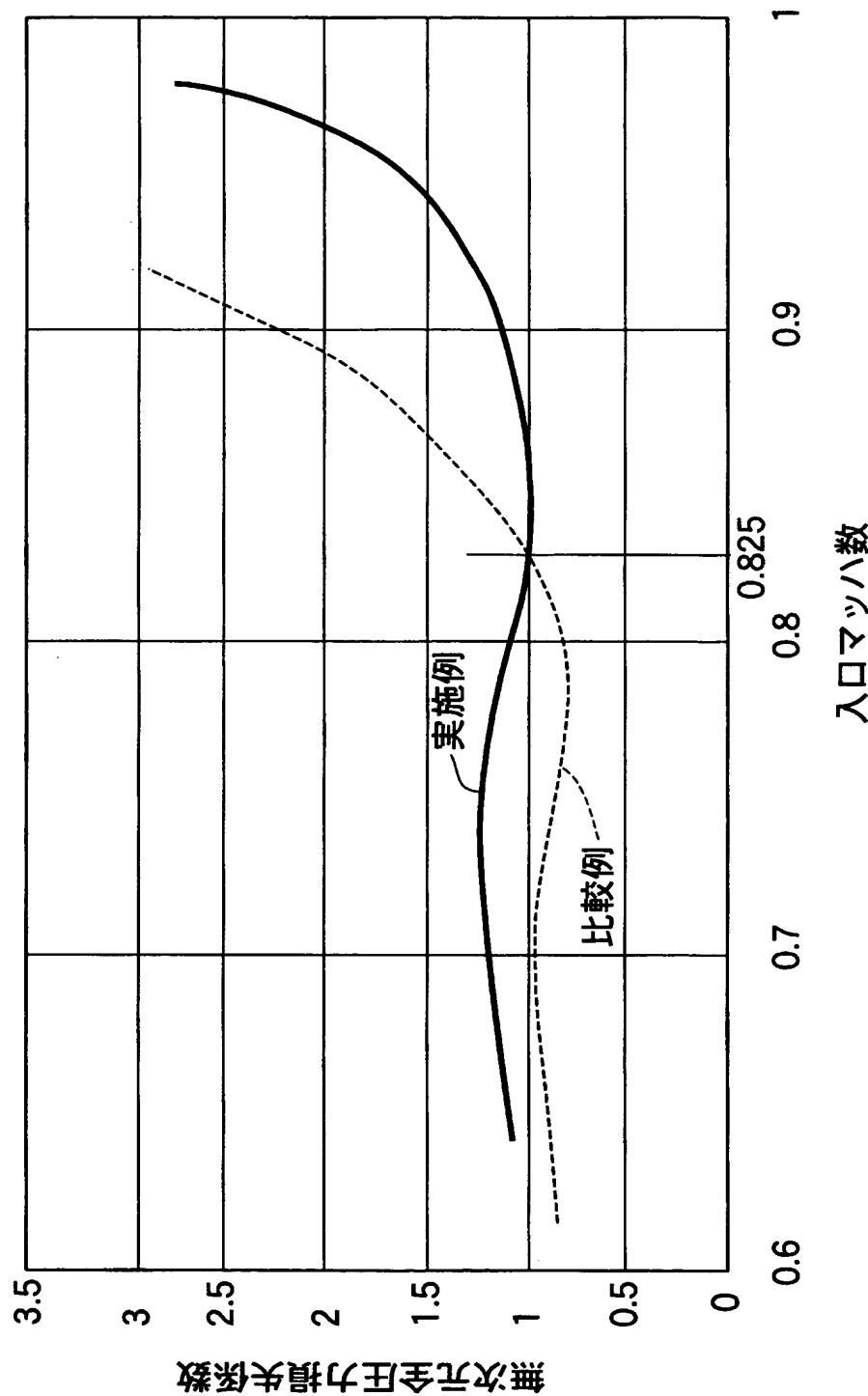
(B) 比較例



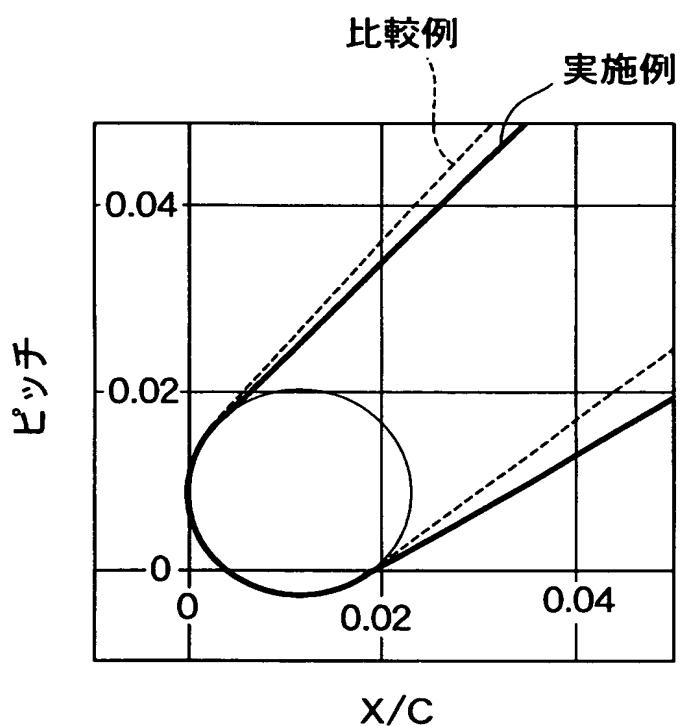
【図 7】



【図8】



【図9】



【書類名】 要約書

【要約】

【課題】 軸流圧縮機用翼列に用いられる高転向・高遷音速翼の前縁部に発生する衝撃波をコントロールして圧力損失の低減を図る。

【解決手段】 軸流圧縮機用翼列に用いられる高転向・高遷音速翼の前縁部の背面側の流速分布は、流速の最初の極大値  $j$  の後方であって前縁から翼弦長の 15 % 位置以内に流速が略一定の超音速部分  $k \sim 1$  を有する。前記超音速部分  $k \sim 1$  は、その前後端のマッハ数差  $\Delta M$  をその翼弦方向長さ  $\Delta X/C$  で除算した値が 1 未満であり、かつ前記超音速部分  $k \sim 1$  の最大マッハ数が 1.4 未満である。流速が最初の極大値  $j$  になる位置で大きな第 1 の衝撃波を積極的に発生させることで、その後方の流速が略一定の超音速部分  $k \sim 1$  に発生する第 2 の衝撃波を弱め、第 2 の衝撃波に伴う境界層の剥離を抑制して翼の後流の圧力損失を大幅に低減することができる。

【選択図】 図 3

特願2003-083411

出願人履歴情報

識別番号 [000005326]

1. 変更年月日 1990年 9月 6日

[変更理由] 新規登録

住 所 東京都港区南青山二丁目1番1号  
氏 名 本田技研工業株式会社